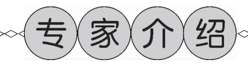
文章编号:1000-4939(2024)02-0241-19





薛瑞,西安交通大学航天航空学院副教授、博士生导师,陕西省优秀博士论文获得者,王宽诚青年学者,担任陕西省宇航学会理事,兼任《火箭推进》《海军航空大学学报》《应用力学学报》等多个期刊青年编委。近年来,以第一/通信作者在 Phys. Fluids、Aerosp. Sci Technol. 等航空航天与流体力学领域期刊上发表论文 20 余篇。作为项目负责人/子课题负责人主持技术领域基金、国家重大专项和国家自然科学基金等 6 项国家级项目,并与航天一院、中国工程物理研究院、中国空气动力研究与发展中心等国防科研单位合作,推动空天智能动力设计与调控技术的研究与发展。

斜爆震燃烧与斜爆震发动机研究进展

薛瑞,杜鹏,丁国誉,杨志龙,吴云凯

(西安交通大学航天航空学院 复杂服役环境重大装备结构强度与寿命全国重点实验室,710049 西安)

摘　要:发展更高性能的吸气式高超动力成为未来高超声速飞行器研制的重中之重。现有基于煤油燃料的超燃冲压发动机,主要以爆燃模式组织燃烧,在高来流马赫数($Ma \geq 8$)条件下,将面临高来流总温带来的高温离解和化学非平衡效应所带来燃料的能量难以充分释放和利用的难题,相比之下,斜爆震组织燃烧更接近于等容燃烧,具有燃烧释热速率快、热循环效率高等优势,是一种可应用于高马赫数吸气式动力的理想燃烧模式。斜爆震发动机能够显著缩短燃烧室长度,减少释热面积,是高马赫数飞行器极具潜力的吸气式动力方案。其中,斜爆震发动机内流道各部件的匹配设计、燃料喷注-混合、斜爆震波的起爆与驻定等是斜爆震发动机研制的关键技术,是当前高超声速领域的研究热点。但由于其面临的高速、高总温总压的来流条件以及爆震波在流场中的强间断与高速传播特性等,现有试验与数值模拟研究手段难以开展精细的燃烧流动机制研究,进而限制了相关控制机理的揭示与高精度模型的建立,使得斜爆震发动机工程研制较为困难,当前研究仍存在许多值得探讨的地方,文章在综述的同时对下一步研究提出相关建议。

关键词:高超声速推进;高马赫数;斜爆震波;斜爆震发动机

中图分类号:TU528　　**文献标志码**:A　　**DOI**:10.11776/j.issn.1000-4939.2024.02.001

收稿日期:2023-10-09　　修回日期:2024-01-03

基金项目:国家自然科学基金资助项目(No. 52376126);陕西省自然科学基金资助项目(No. 2022JM-231);复杂服役环境重大装备结构强度与寿命全国重点实验室自主课题资助项目(No. SV2023ZD05)

通信作者:薛瑞,副教授。E-mail:ruixue@xjtu.edu.cn

引用格式:薛瑞,杜鹏,丁国誉,等. 斜爆震燃烧与斜爆震发动机研究进展[J]. 应用力学学报,2024,41(2):241-259.

XUE Rui, DU Peng, DING Guoyu, et al. Research status of oblique detonation combustion and oblique detonation engine[J]. Chinese journal of applied mechanics, 2024, 41(2): 241-259.

Research status of oblique detonation combustion and oblique detonation engine

XUE Rui, DU Peng, DING Guoyu, YANG Zhilong, WU Yunkai

(State Key Laboratory for Strength and Mechanical Structures, School of Astronautics, Xi'an Jiaotong University, 710049 Xi'an, China)

Abstract: The development of higher performance aspirated hypersonic propulsion has become the most important thing in the development of hypersonic vehicles in the future. The existing scramjet engine based on kerosene fuel is mainly organized in detonation mode. Under the condition of high inflow Mach number ($Ma \geqslant 8$), it is difficult to fully release and utilize fuel energy due to the high-temperature dissociation and chemical non-equilibrium effect of high inflow total temperature zone. In contrast, combustion with inclined detonation structure is closer to constant volume combustion. With the advantages of fast combustion heat release rate and high thermal cycle efficiency, it is an ideal combustion mode which can be applied to high Mach number inspiratory power. Oblique detonation engine can significantly shorten the length of the combustion chamber and reduce the heat release area, which is a promising aspirating power scheme for high Mach number aircraft. Among them, the matching design of each component in the internal flow path of oblique detonation engine, fuel injection-mixing, initiation and residence of oblique detonation wave are the key technologies in the development of oblique detonation engine, and are the research hotspots in hypersonic field at present. However, due to the high speed, high total temperature and total pressure flow conditions and the strong discontinuous and high-speed propagation characteristics of detonation waves in the flow field, the existing experimental and numerical simulation research methods are difficult to carry out detailed research on the combustion flow mechanism, thus limiting the disclosure of relevant control mechanisms and the establishment of high-precision models, making it difficult to develop oblique detonation engine engineering. There are still many places worth exploring in the current research, and this paper summarizes and puts forward relevant suggestions for the next research.

Key words: hypersonic propulsion; high mach number; oblique detonation wave; oblique detonation engine

人类向天空、宇宙探索的征途从未停止。1903年,莱特兄弟首次试飞了“飞行者一号”,是世界上第一架依靠自身动力、持续滞空不落地的飞机。1947年10月,美国试飞员耶格尔在美国加利福尼亚州南部上空驾驶X-1试验飞机脱离B-29母机之后上升到1.2万米高空,在此高度上达到1 066 km/h的速度,成为人类突破音障的第一人。从此,人类迈向超声速飞行时代。更快、更高成为当前飞行器设计的首要目标。1946年,钱学森先生首次提出“高超声速(hypersonic)”概念[1],即将飞行速度大于5倍声速称之为高超声速。高超声速飞行器的推进技术是实现飞行器在高超声速来流条件下能够稳定运行的关键[2]。以美国、俄罗斯为首的国家及地区发展了一系列相应的研究计划,例如美国NASP(National Aerospace System Plan)[3]、Hyper-X计划[4]、欧洲LAPCAT计划(the Long-Term Advanced Propulsion Concepts and Technologies Program)[5]、德国SHEFEX计划(the Sharp Edge Flight Experiment Program)[6-7]等。

超燃冲压发动机因其结构简单、部件少、无需携带氧化剂的特点,成为高超声速飞行器推进系统的首要选择。其中,以超燃冲压发动机作为动力装置的X-43系列高超声速飞行器是美国Hyper-X计划最主要的成果之一。于2004年由飞马座火箭带向指定轨道后在约95 000英尺的高空中以大约马赫数7的速度持续飞行了11 s[8],同年又以马赫数10的飞行速度再次试飞成功,这标志着高超声速推进技术已迈进工程应用阶段。然而对于更高的飞行速

度,即马赫数 9 以上时,超燃冲压发动机为维持良好推进性能所需的良好的燃料掺混及稳定燃烧等导致燃烧室较长,进而造成内壁面摩擦阻力急剧增大,使整机推进性能及燃烧效率降低。因此,寻求更为高效的燃烧模式以从根本上解决动力问题则是更为有效的解决思路。

超燃冲压发动机组织燃烧过程更接近于布雷顿循环,是一种等压燃烧循环。相比之下,以爆震组织燃烧更接近于等容燃烧,具有燃烧释热速率快、热循环效率高等优势,是一种可应用于吸气式发动机的理想燃烧模式。爆震波是在预混可燃气中以超声速传播的燃烧波。目前提出的基于爆震燃烧组织燃烧的新型发动机概念主要有脉冲爆震发动机(pulse detonation engine,PDE)[9]、旋转爆震发动机(rotating detonation engine,RDE)[10]以及斜爆震发动机(oblique detonation engine,ODE)[11]。如图 1 所示,其中脉冲爆震发动机和旋转爆震发动机均是一种以爆震波周期性传播产生推力的推进装置。不同的是,脉冲爆震发动机在每个传播周期均需要完成一次点火[12]。在单个工作循环内,仅最后一个过程做功产生推力[13]。与脉冲爆震发动机不同的是,旋转爆震发动机仅需一次点火,爆震波在周向上持续运动排出燃烧产物产生推力。与这两种发动机的工作原理不同,斜爆震发动机利用斜劈诱导的一道驻定的斜爆震波产生推力,楔面在其中起诱导点火作用,无需外加点火装置。因此斜爆震发动机又名驻定爆震波发动机(stationary detonation engine,SDE)。相比于脉冲爆震发动机和旋转爆震发动机,斜爆震发动机因其具有结构简单、燃烧室尺寸小、比冲高等优势,近年来受到学界和工业界越来越多的关注,被认为在飞行速度马赫数 9 以上具有更大的应用潜力。

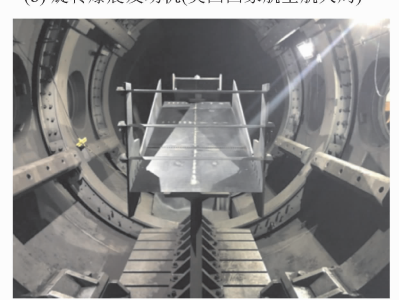
“水平起降航天运输系统”是国家“十四五”规划的战略科技前沿,对国防安全具有重要意义。随着高超声速飞行器的发展,吸气式高超动力将成为未来水平起降航天运载器和高超声速临近空间飞行器的理想动力形式。飞行马赫数 8 ~15 范围的吸气式发动机有 3 个主要特征:①高马赫数发动机进气道出口速度超过 2 000 m/s,燃料驻留时间短,组织燃烧困难,尤其对 RP-3 航空煤油,点火延迟时间比氢气燃料长 1 ~2 个量级,燃烧室长度要比氢气燃料长 1 ~2 个量级,这在工程上是不可实现的;②发动机的推力与燃烧压比成正比,为了获得更高的推力,需要选择燃烧压比更高的燃烧模态;③高马赫数飞行器的气流总焓高,从飞行马赫数 8 开始,发动机具备自点火的优势和特点,而且由于发动机隔离段气流速度高,发动机不存在不起动问题,可以实现当量比 1.0 的燃烧,应该充分利用这个优势。斜爆震发动机满足上述 3 点要求,成为目前最合适的动力方案。



(a) 脉冲爆震发动机(美国普拉特・惠特尼公司)[9]



(b) 旋转爆震发动机(美国国家航空航天局)[10]



(c) 斜爆震发动机验证模型(中国科学院力学研究所)[11]

图 1　基于爆震组织燃烧的新型高超声速发动机

Fig. 1　New hypersonic engines based on detonation induced combustion

斜爆震发动机内流道各部件的匹配设计、燃料喷注、混合与斜爆震的起爆与驻定等是斜爆震发动机研制的关键技术。然而,由于其存在斜爆震现象及波面结构复杂、爆震波驻定于稳定燃烧机理还未有效揭示以及试验困难等问题,目前仍处于基础研究阶段,本研究就斜爆震波特性及斜爆震发动机当前的研究现状进行综述,并对斜爆震发动机及其内流道设计所需的关键基础科学问题提出建议,以期为此种发动机下一步工程研制所需的构型设计与性能提升提供参考。

1 爆震现象与理论

目前存在两种能够自持的燃烧波，即爆燃波和爆震波。爆燃波本质上是一道扩散波，传播速度常为m/s量级[14]。与爆燃波相比，爆震波由前导激波和其后面的反应锋面紧密耦合而成，传播速度可达km/s量级，相对于波前反应物以超声速传播。前导激波先对反应物进行压缩以提高其温度和压强。同时，在此作用下解离出促进化学反应的自由基。随后的燃烧释热致使温度上升，推动波面继续传播，此为爆震波的自持传播。爆震燃烧现象由NOBLE等[15]预混可燃气燃烧中发现，是一种超声速燃烧现象。除气相爆震以外，在工业生产中粉尘爆炸时也有爆震现象的出现[16]。MALLARD等[13]利用滚筒式相机观察到火焰的爆燃转爆震过程(deflagration to detonation，DDT)，证实两种燃烧模式在同种气态混合物中共存的可能性。此外，爆震现象还在天体物理领域中的超新星爆炸中出现[17]。

按照点火能量大小，爆震波的起爆可分为直接起爆和爆燃转爆震起爆。对爆燃转爆震过程已开展相应的数值[18]和实验研究[19]，通常采用在管道中布置障碍物的方式加速爆燃火焰以诱导起爆。当外界提供足够大的点火能量，可诱发直接起爆，常见的点火方式有电火花塞点火、引爆丝点火、热射流方式的引爆管点火和爆震波点火。当初始点火能量不足时，更易引发的爆燃波率先在可燃气中形成。DDT过程通常伴随着湍流火焰加速，热点爆炸等现象，这些进一步地增大爆燃波的传播速度，最终形成爆震波达到起爆的目的。ORAN等[17]通过分析多维激波-湍流火焰相互作用数值模拟结果进一步阐释爆燃转爆震过程形成原因、发生位置，其认为湍流火焰本身不会转变成爆震波，而是通过其周围的反应性梯度形成“热点”进一步转化成爆震波(图2)。

目前，经典爆震理论主要有CJ(Chapman-Jouguet)理论和ZND(Zeldovich-Von Neumann-Doering)理论。当处于CJ爆震状态时，生成物的传播速度为当地声速。当爆震波速度大于CJ解对应的速度时，Rayleigh线和Hugoniot曲线相交，交点分别对应强爆震解与弱爆震解。区别在于波后速度与当地声速的关系(图3)。较大的解对应波后速度大于当地声速、法向分量为亚声速的情况，为欠驱动爆震波，对应弱爆震状态。相反地，强爆震解的波后法向速度大于马赫1，为过驱动爆震波。因此过驱动度f以速度来表示为$f=(v/v_{CJ})^2$，其中为v波后流动速度，v_{CJ}为CJ爆震状态下波后气体的流动速度。一般地，波后气流保持亚声速对应斜爆震波角度的最大值为β_{sub}，其值与爆震波脱体角度相差不超过1°。通常情况下，有学者认为弱欠驱动爆震波是非物理解[20]，因为此时楔面诱导形成的马赫波角小于斜激波角度，这种情况也被学者成为“病态爆震”[14]。

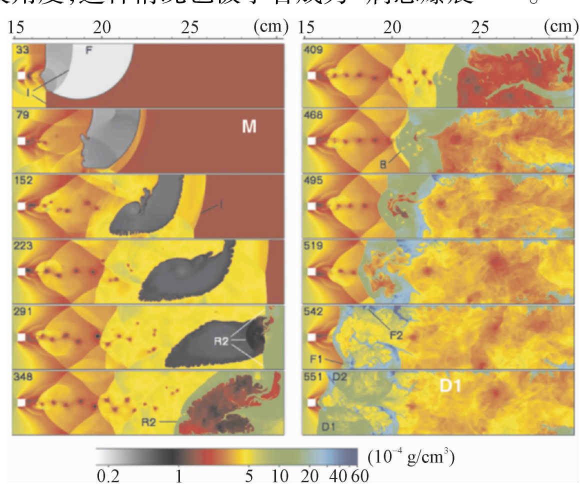


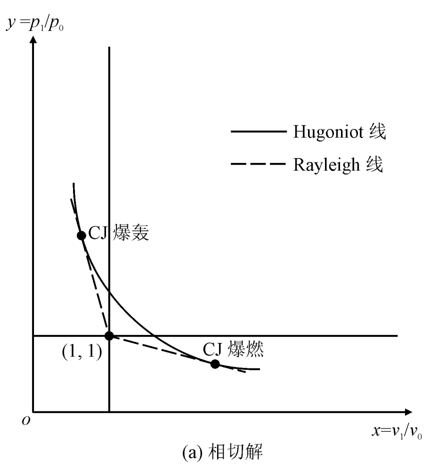
图2 爆燃转爆震过程障碍物诱导起爆数值模拟[17]

Fig. 2 Numerical simulation of obstruction-induced initiation in deflagration-to-detonation process[17]

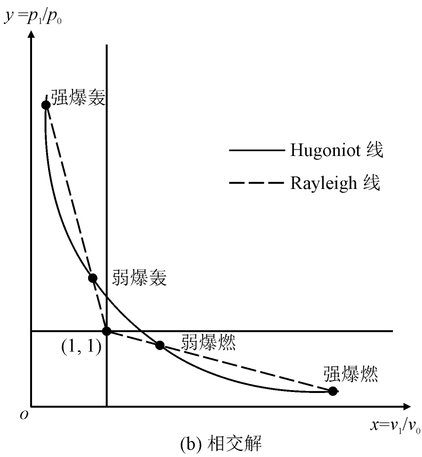
CJ理论基于化学反应速率无限快假设，忽略化学反应过程。在CJ理论限定下，爆震波后气体法向马赫数为1($M_{2n}=1$)，即可求解出爆震波波后参数。ZND理论在此基础上考虑了化学动力学过程，假定前导激波后面紧随一定厚度的化学反应区。ZND理论由ZELDOVICH(1940)、VON NEUMANN(1942)和DÖRING分别提出。ZND模型认为爆震波结构由前导激波面、诱导区和后面的化学反应区组成。预混可燃气经前导激波达到起爆所需的高温高压状态，经诱导区在化学反应区末端达到平衡的CJ状态，即波后速度为当地声速。根据之前的分析，求解波后参数的关键在于化学反应过程的合理简化，即放热量Q的求解。因此，基于ZND爆震波模型的计算结果与实验仍有差异。

CJ理论和ZND模型所描述的都是一维定常的爆震波。实际上，以往有研究人员通过烟迹法[21]和高速摄影技术[22]捕捉到起伏状的爆震波波面结构。爆震波阵面运动在烟迹图上留下“鱼鳞状”结构痕迹，称为爆震胞格。图4(a)为爆震波反射后的烟迹图。经惰性气体的稀释，爆震波的胞格尺度呈现出一定的规律性。如图4(c)所示，PINTGEN等[23]通

过向 H_2-O_2 混合物中加入 85% 氩气稀释，成功抑制爆震不稳定性。



(a) 相切解

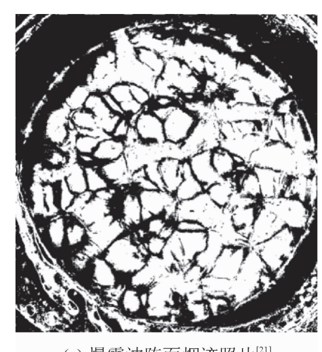


(b) 相交解

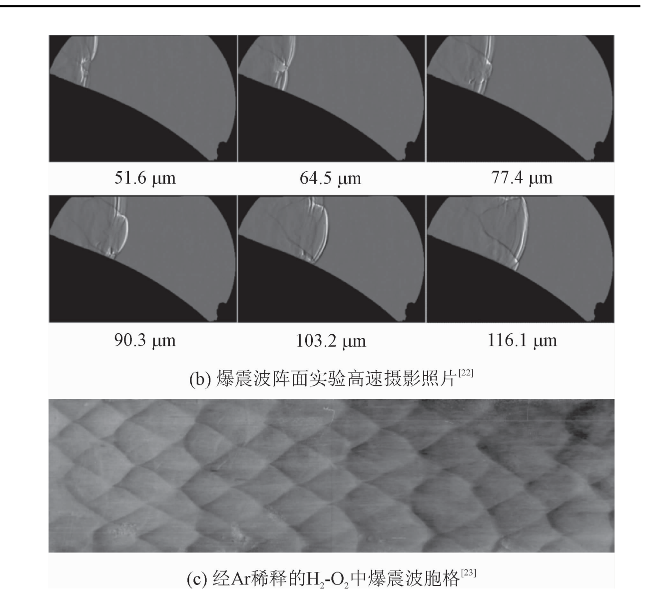
图 3　Rayleigh 线和 Hugoniot 曲线理论解

Fig. 3　Theoretical solution of Rayleigh line and Hugoniot curve

近年来，随着实验和数值模拟研究手段的不断发展，爆震波的胞格尺度逐渐被定量表示，且其结果与实验结果吻合良好。爆震波的临界直径，即爆震波在管道中传播至无约束空间的最小管道直径，与胞格尺度密切相关，通常情况下，临界直径 d_c 与胞格尺寸 λ 的关系为 $d_c \approx 13\lambda$，该结论在混合物被氩气高度稀释后失效[14]。



(a) 爆震波阵面烟迹照片[21]



(b) 爆震波阵面实验高速摄影照片[22]

(c) 经Ar稀释的H_2-O_2中爆震波胞格[23]

图 4　爆震波胞格结构实验照片

Fig. 4　Photographs of detonation wave cell structure experiment

2　斜爆震波与斜爆震燃烧基本特性

高速可燃气流过楔面时会形成一道斜激波，越过斜激波，气体温度和压强大幅度升高，在一定条件下，激波面与燃烧波耦合可形成驻定的斜爆震波。斜爆震波驻定过程取决于来流可燃气的温度、压强、速度等多个参数以及楔面角度。对斜爆震发动机来说，爆震波能否稳定驻定是关乎发动机能否平稳运行的关键问题。因此，对斜爆震波在多种来流下的起爆驻定以及波面结构的研究是十分必要的，国内外学者对此开展了大量研究，取得了一些进展。

早期，受制于实验和数值方法的局限性，理论分析是斜爆震研究主要的研究手段。PRATT 等[24]给出了斜爆震波极曲线、波后参数（温度、压强等）以及斜爆震波的驻定范围。ZHANG 等[25]通过迭代求解吉布斯自由能极小值的方法确定斜爆震波波后参数，与数值模拟结果吻合良好。GUO 等[26]采用同样的放热量计算方法，对甲烷/空气诱导的斜爆震波极曲线及波后参数建立数学模型，发现来流速度和燃料放热量是影响斜爆震波驻定窗口的主要因素，随着燃料当量比增大或来流速度减小，斜爆震波的驻定窗口随之减小，燃料释热和来流动能的耦合对斜爆震驻定特性有重要影响。

针对高马赫数来流下空气解离现象，伍智超等[27]建立了一种考虑真实气体模型下的斜爆震波波后参数非线性方程组求解方法，结果表明相比于

量热完全气体假设,在相同来流条件下真实气体具有更宽的驻定范围;增大燃料当量比会缩小驻定范围,增大来流马赫数则会拓宽爆震波驻定窗口,爆震波的驻定需要来流条件与楔面角度匹配。张镭潆等[28]同样建立了考虑真实气体效应下爆震波波后参数求解方法,并与总包反应机理下爆震波流场参数进行对比。结果表明,考虑真实气体效应后爆震波驻定窗口得以拓宽主要是由于增大了气体比热比。崔皓[29]采用波传播算法,考虑了紧随爆震波后面的 Taylor 波的影响。通过数值求解 Euler 方程以及理论分析得到 Taylor 波对爆震波作用规律,发现 Taylor 波减小了驻定条件下的斜劈角度,扩宽了斜爆震波的驻定窗口,Taylor 波对不同来流压强下斜爆震波驻定窗口均有微弱促进作用。除分析爆震波驻定特性外,GHORBANIAN 等[30]还提出了一种理论构造的特殊斜爆震波结构(图5),第一个楔面诱导的斜激波长度与最终爆震波诱导区长度相同,且在两个楔面交点 H 处诱导出一道 CJ 爆震波,与斜激波的交点相交于点 P,并在角度较大的第二个斜劈诱导产生过驱动斜爆震波。并分析了该结构爆震波流场解,给出该结构爆震波驻定窗口是 $0 \leqslant \theta_{\mathrm{w}} \leqslant \theta_{\mathrm{ws}}$,其中 θ_{ws} 是 CJ 爆震波 HP 的极曲线与过驱动爆震波极曲线交点对应的斜劈角度。

以上理论求解方法大多将斜爆震波视为平整光滑,没有考虑其实际结构。实际上,斜爆震波流场是由楔面尖部的非反应斜激波、诱导区、一系列爆燃波、滑移线以及与燃烧波紧密耦合的斜激波[31]。1996 年,VIGUIER 等[32]在斜激波管中进行斜爆震实验,捕捉到了 LI 等[31]于 1994 年提出的斜爆震波典型结构,如图6所示,不同的是实验中三波点处产生了明显的横向激波结构。

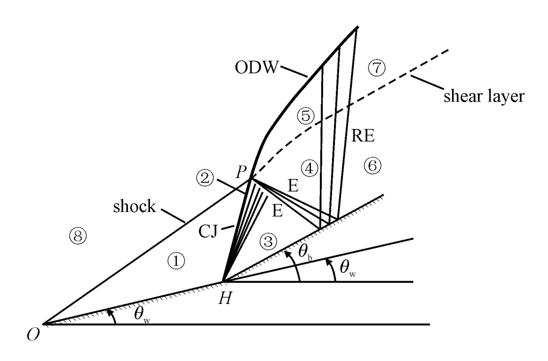
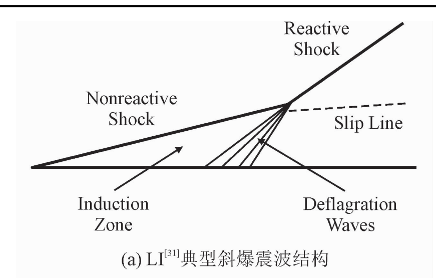
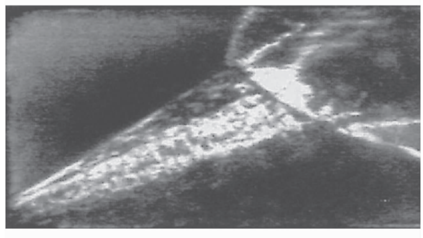


图5 双楔面诱导爆震波结构示意图[30]

Fig. 5 The schematic of the structure of the induced detonation wave with a double wedge plane[30]



(a) LI[31]典型斜爆震波结构



(b) VIGUIER[32]实验纹影图片

图6 LI[31]典型斜爆震波结构和 VIGUIER[32]实验纹影照片对比

Fig. 6 Comparison between LI[31] typical oblique detonation wave structure and VIGUIER[32] experimental Schlieren image

由于高超声速推进所需的来流条件在地面难以复现,因此早期对于驻定爆震波的实验研究主要采用高速射弹诱导起爆的方法。在这一阶段,研究重点为驻定爆震波结构及波后燃烧振荡机制。LEHR[33]采用高速射弹在氢气/空气预混可燃气中诱导起爆试验。通过纹影技术观测到亚爆震、跨爆震与超爆震3种燃烧模态,捕捉到直接起爆的斜爆震波以及激波诱导2种燃烧模式,同时从反应面锯齿状褶皱上判断得出不稳定振荡燃烧模态。得益于大量理论分析和实验研究的相继开展,射弹诱导起爆机理被系统地阐释。90 年代中期,LEE[34]提出可将高速射弹头部激波类比于线能量源产生的圆柱形冲击波。圆柱冲击波起爆爆震波的单位长度临界能量为 $E_{\mathrm{cr}} = 10\gamma p_0 M_{\mathrm{CJ}}^2 \lambda^2$,其中 γ 为预混气的比热比,p_0、M_{CJ} 和 λ 分别为可燃气的初始压力、预混气的 CJ 爆震马赫数以及胞格尺寸。根据能量守恒,预混气能量增加来自于高速射弹对预混气在单位长度上做的功。同时,它也等于射弹迎风受到的阻力,即 $F_{\mathrm{d}} = q_\infty A C_{\mathrm{d}}$,其中,$q_\infty$、$A$ 和 C_{d} 分别为来流的动压、射弹迎风面积以及阻力系数。

LEE[34]和 VASILJEV[35]分别提出高速射弹诱导直接起爆的判断准则,即 $F_{\mathrm{d}} \geqslant E_{\mathrm{cr}}$。之后,HIGGINS 等[36]在不同的射弹速度(2~5 Ma)下开展了相应的验证实验,结果表明射弹以 CJ 爆震速度运动时的实验结果与 VASILJEV-LEE 准则吻合良好,当 $v < v_{\mathrm{CJ}}$ 时,判别准则在预混气环境压力高于 100 kPa 时失效。JU 等[37]通过数值模拟及理论分析手段,认为

VASILJEV-LEE 准则忽略了点火延迟效应。据此,JU 等[37]提出基于达姆科勒数 Da 的化学动力学准则,即 $Da_{ig} = \tau_{ig}/\tau_{flow} \leqslant 1$,其中 τ_{ig} 和 τ_{flow} 分别为点火延迟时间以及射弹运动时间。结合 VASILJEV-LEE 的能量准则和 JU 的化学动力学准则可以弥补高压下射弹速度小于 CJ 爆震马赫数时的理论模型。VERREAULT 等[38]对以上两条准则开展验证实验,向 70% 氩气稀释的 H_2-O_2混合气中以 2.5 km/s(1.5 倍 CJ 速度)射入锥角、初始压力不同的弹丸,捕捉到多种燃烧状态,分别是:前爆震模式,后爆震模式,不稳定模式,波分裂模式以及惰性激波模式(图 7)。

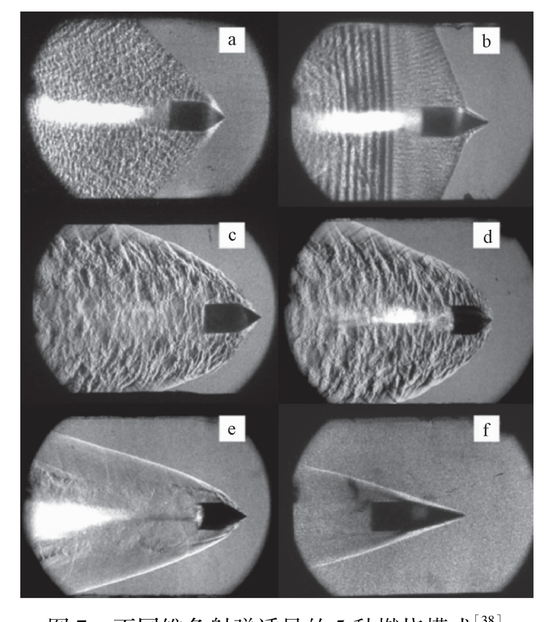


图 7　不同锥角射弹诱导的 5 种燃烧模式[38]

Fig 7　Five combustion modes induced by different cone-angle projectiles[38]

KASAHARA 等[39]将球形弹丸射入氩气稀释的 H_2-O_2 混合物中,捕捉到驻定的 CJ 斜爆震波,并通过理论分析给出其驻定临界条件及临界系数的半经验方程。

近期,尚甲豪等[40]使用中科院力学所 DBR 二级轻气炮将球头弹丸加速至2.2 ~3.7 km/s,以高速射入 H_2/O_2 预混气中。对不同弹丸速度、攻角、充气压力等参数下高速射弹诱导爆震波开展实验研究,实验装置及结果如图 8 所示。在由低到高 3 种不同射弹速度工况下分别观察到激波诱导燃烧、爆震波、斜爆震波 3 种燃烧模式,测量得到的斜爆震波激波角与理论相差不超过 10%。通过测量波面法向速度发现,爆震波的传播速度将由弹丸飞行速度衰减至接近实验气体的 CJ 爆震速度。

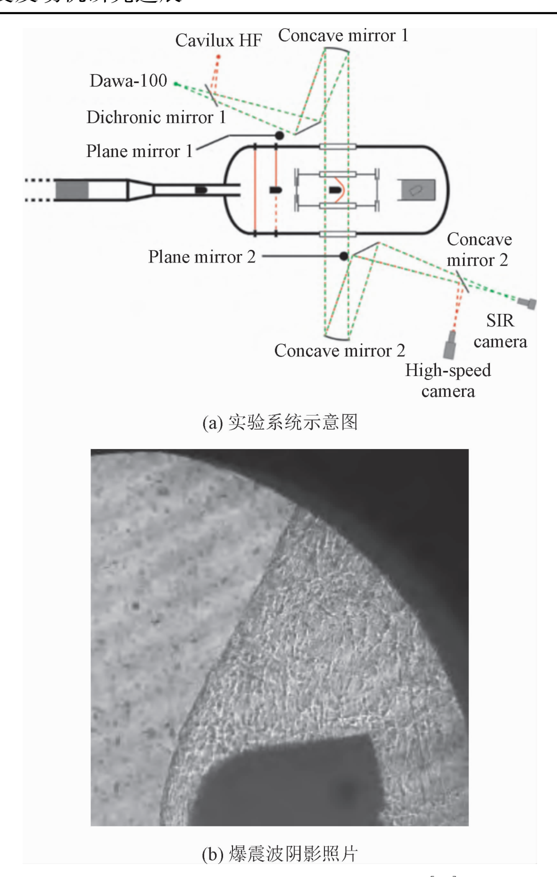


图 8　高速射弹诱导斜爆震实验[40]

Fig. 8　Experiment on oblique detonation induced by high velocity projectile[40]

MEADA 等[41]在不同射弹速度下开展高速射弹诱导起爆实验,射弹速度从略小于 CJ 爆震速度到 CJ 爆震速度的 1.8 倍。利用高速相机和纹影技术捕捉到不同的爆震波结构高分辨率照片,发现一种 Straw Hat 结构燃烧机制,如图 9 所示。

MEADA 等还对高速射弹三维曲率效应和尺度效应对斜爆震的影响开展研究,结果表明三维曲率效应对爆震波传播速度有削弱作用。

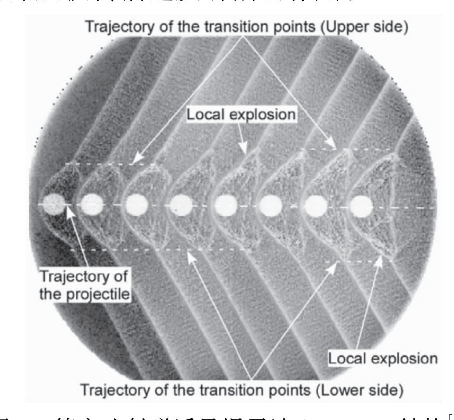
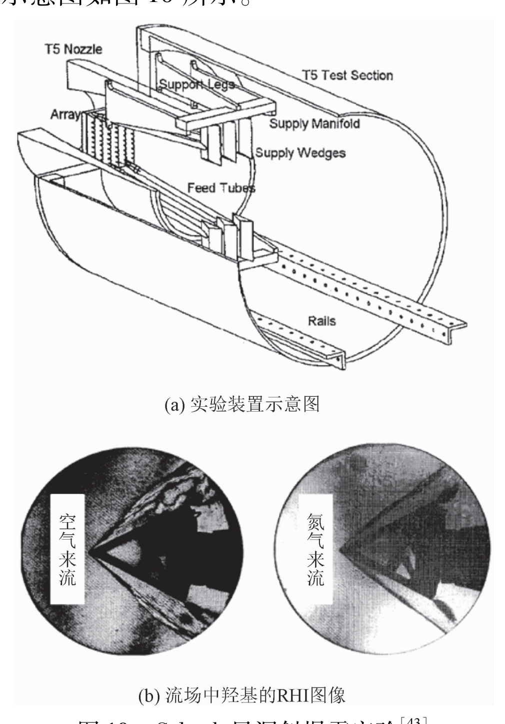


图 9　等高速射弹诱导爆震波 Straw Hat 结构[41]

Fig. 9　High velocity projectiles induced detonation wave Straw Hat structure[41]

对斜爆震在高超声速推进中的应用来说,在地面风洞中开展基于斜劈诱导的爆震实验是十分必要和关键的。由于自点火温度相对较低,H_2 成为诱导起爆斜爆震波的主要燃料选择。早在 1963 年,RUBINS 等[42]在加热风洞开展了来流马赫数为 3、总温为 2 000 K 的 H_2 燃料激波诱导燃烧实验,楔面角度设置为 28°,由于压力较低,燃烧在斜激波的诱导下缓慢进行,没有与斜激波耦合形成爆震波。1998 年,STERLING 等[43]在 Caltech T-5 自由活塞高焓激波风洞中开展了以 H_2 为燃料的斜爆震波驻定实验,装置示意图如图 10 所示。



(a) 实验装置示意图

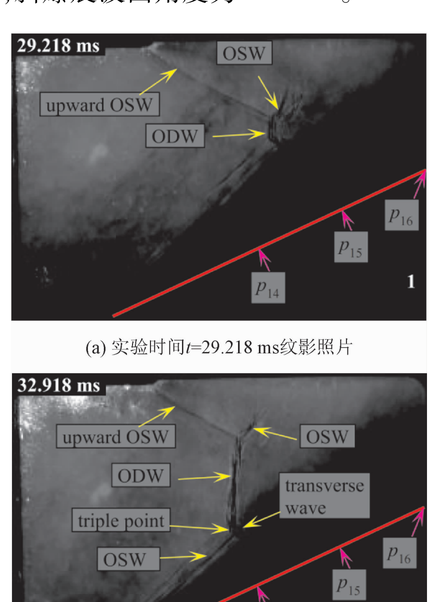
(b) 流场中羟基的RHI图像

图 10 Caltech 风洞斜爆震实验[43]

Fig. 10 Caltech wind tunnel oblique detonation experiment[43]

实验中喷管出口马赫数为 5 或 6,可以达到的总温和总压分别是 3 000 ~ 6 000 K,总压为 11 ~ 70 MPa,来流条件匹配斜爆震发动机燃烧室入口条件。实验中使用共振全息干涉(resonant holographic interferometry,RHI)法来测量 OH 浓度,图 10(b)分别为空气来流、25°楔面以及氮气来流、30°楔面实验羟基分布照片。实验结果表明可通过提高来流马赫数和降低总焓以达到抑制提前燃烧的目的。然而,虽然成功诱发爆震波的起爆和驻定,实验结果与理论分析存在较为明显的偏差。如在空气来流工况下测量的波角为 45°,而理论值为 58°。在氮气来流工况下理论上爆震波将会发生脱体,而这一结论没有在实验中复现,也体现了驻定斜爆震波相关实验的难度。

南京理工大学与中科院力学所的研究人员以乙烯作为燃料,楔面角度为 25°,在激波风洞中开展了斜爆震波驻定实验,试验有效时间为 6 ms[44]。试验较为清晰地捕捉到稳定驻定的斜爆震波结构,如图 11 所示,斜爆震波面角度为 81° ±2°。



(a) 实验时间t=29.218 ms纹影照片

(b) 实验时间t=32.918 ms纹影照片

图 11 楔面诱导爆震波纹影照片[44]

Fig. 11 Schlieren photograph of wedge induced detonation[44]

ROSATO 等[45]在中佛罗里达大学来流马赫数为 4.4 加热风洞中开展了楔面诱导斜爆震波实验,在 30°楔面、燃料当量比 0.7 ~1.2 时捕捉到了驻定的斜爆震波(图 12)。通过改变总温、总压和当量比等来流参数得到 3 种主要燃烧模式,即激波诱导燃烧模式(总温、总压和当量比较低时),高总温、高总压来流(P_0 =5.6 ~5.9 MPa,T_0 =1 050 ~1 100 K)时的驻定爆震燃烧模式,以及来流介于这二者之间的振荡马赫盘诱导燃烧模式。

在受限空间及超声速来流条件下,壁面边界层效应使流场变得更为复杂。刘彧等[46]提出一种受限空间内爆震波驻定稳定性增强方法并在中国空气动力研究与发展中心连续直连式风洞上开展了试验研究,实验以 H_2 为燃料,总压达 4 MPa,总温约为 2 500 ~2 600 K,复现了马赫 8 飞行条件。通过引入近壁区不可燃气体层来减小上壁面燃料含量,进而减弱爆震波在上壁面的马赫反射以增强斜爆震波驻定的稳定性,未采用该方法的实验车次中马赫杆导致热壅塞进而破坏了斜爆震波的驻定(图 13)。

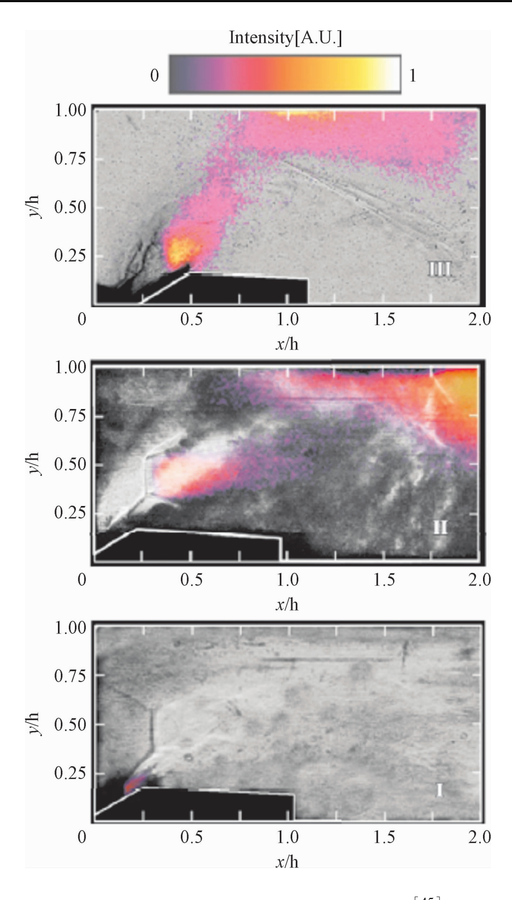
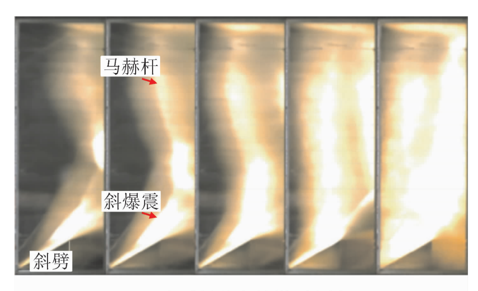
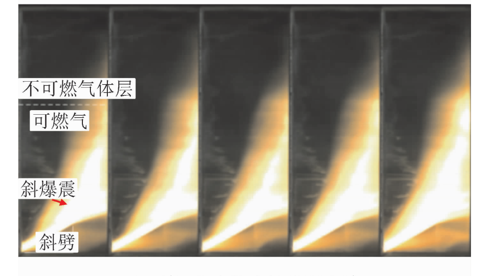


图 12　不同工况下 3 种燃烧模式[45]

Fig. 12　Three combustion modes under different working conditions[45]



(a) 未采用稳定性增强方法

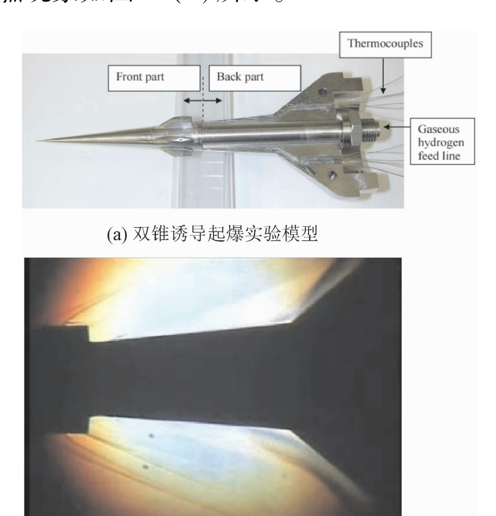


(b) 采用驻定稳定性增强方法

图 13　封闭空间斜爆震波高速摄影照片[46]

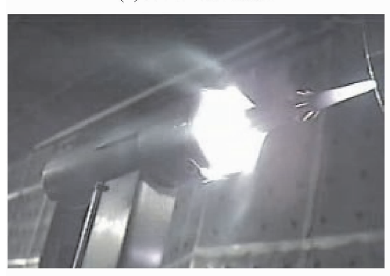
Fig. 13　High speed photograph of oblique detonation wave in enclosed space[46]

不同于单楔面诱导起爆,VERAAR 等[47]使用连续双锥构型、H_2 燃料进行激波诱导燃烧原理验证试验(图 14a)。上游锥用于进一步压缩来流提升其温度和压强,下游锥用于诱导燃烧。实验捕捉到 2 种燃烧模式,第 1 种发生在大角度锥体头部的边界层分离区内(图 14b),这种燃烧模式使得分离区进一步增大,同时也增加了锥体热负荷。在足够高总温来流、接近无黏条件下,在大角度锥体后部捕捉到激波诱燃现象如图 14(c)所示。



(a) 双锥诱导起爆实验模型

(b) 分离区燃料燃烧



(c) 激波诱导燃烧高速摄影照片

图 14　双锥诱导斜爆震波高速摄影照片[47]

Fig. 14　Double cone induced oblique detonation wave high speed photograph[47]

KUDO 等[48]在矩形截面弯管中开展了斜爆震波稳定传播实验,结果表明斜爆震波稳定传播的条件是高初始压力和较大的内壁曲率半径,临界条件是矩形截面弯管内壁曲率半径等于胞格宽度的14 ~ 40 倍。IWATA 等[49]使用两级轻气炮将直径为 9.52 mm的球形弹丸加速到 1 800 ~ 2 200 m/s 射入 $H_2 + O_2 + Ar$ 预混气中。H_2 以垂直射弹方向注入观测段并通过改变点火前等待时间形成不同浓度梯度,探究了浓度梯度对驻定爆震波的影响规律,并在一些工况下捕捉到 CJ 爆震波。当无量纲直径低于斜爆震波形成的临界值,爆震波的 CJ 特性在较小的波曲率下部分体现。THORNTON 等[50]在中佛罗里

达大学 Hyperreact 实验装置中开展来流马赫数为 5 时不同角度楔面($\theta = 12°, 20°, 30°$)诱导起爆实验,最终没有捕捉到驻定的爆震波,通过标记燃烧产物在 20°和 30°楔面角度时观测到波后间歇性化学反应进程。林志勇[51]和韩旭[52]在国防科技大学燃烧加热超声速试验台开展高静温斜爆震波驻定实验,采用小型阵列喷管,燃料通过喷管喉部喷出。此外考虑壁面冷却技术达到抑制提前燃烧的目的,捕捉到驻定的斜爆震波以及波后横波结构。通过改变燃料当量比等参数进行了一系列变工况实验,结果表明:当量比较高时,斜爆震波起爆所需时间对斜劈角度变化较为敏感。

LEFEBVRE 等[53]较早地对高速射弹诱导的爆震波驻定特性开展了数值研究,结果表明斜爆震波的驻定对来流马赫数较为敏感。在略小于 CJ 爆震马赫数来流下,爆震波形成马赫反射诱发爆震波上传破坏驻定的爆震波结构。周平等[54]基于无黏假设下的数值模拟结果表明圆球诱导驻定爆震波的同时存在强过驱爆震波、弱过驱爆震波、反应激波以及斜激波,其具体结构取决于流场中的达姆科勒数 Da。GUO 等[55]对当量比为 1 的氢气/空气预混可燃气诱导的爆震波开展了数值模拟研究,忽略黏性的结果表明:随着来流速度或楔面角度的增大,斜爆震波结构发生了由突跃型过渡向平滑型过渡的转变,爆震波内部流场的不稳定性受到抑制。同时,增大来流速度在增加爆震波驻定稳定性的同时也增加了效率损失。MIAO 等[56]对两种过渡结构斜爆震波附近施加扰动的计算结果表明,驻定的斜爆震波具有一定的抗扰动能力,具有平稳过渡结构的斜爆震波恢复到稳定状态的时间更短,突跃型过渡结构爆震波重构耗时更长。

对于爆震波过渡区结构判据,WANG 和 QIN 等[57-58]分别提出基于速度的判别准则。WANG 等[57]以波后当地流动速度与 CJ 爆震速度的比值作为过渡区结构的判别准则,即当 $\Phi = u_2/u_{CJ} < 1$ 时过渡区结构为突跃型,反之则为平滑型过渡。QIN 等[58]对不同来流温度下氢气/空气预混气诱导的爆震波结构开展数值模拟,结果表明相比于来流速度,温度对爆震速度的影响可以忽略不计。较低温度对应突跃过渡,提高温度使过渡区结构转变为突跃型过渡,爆震波过渡区结构由斜爆震波和斜激波的角度差决定,斜爆震波角度由爆震速度和来流速度之间的竞争机制主导。SHI 等[59]认为,区别于速度判据,斜爆震波过渡区结构取决于压缩波交点高度和竖直位置诱导区斜爆震波高度特征长度的比值,当该值小于 1,压缩波快速收敛形成突跃型起爆,反之则引起平滑过渡。

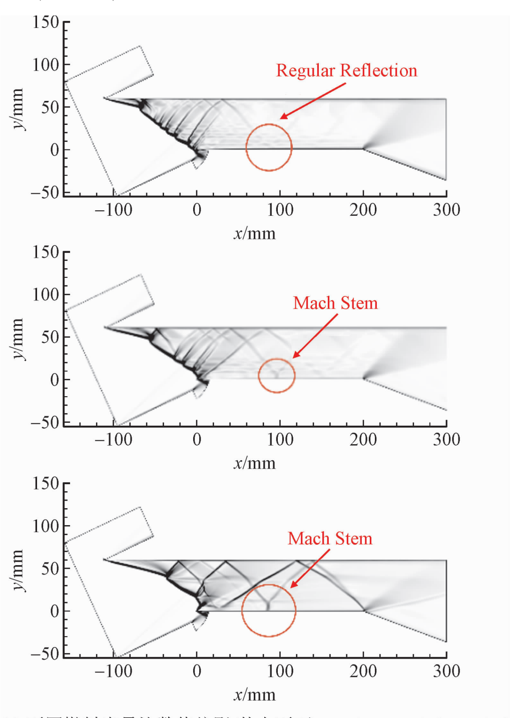
YANG 等[60]对具有平滑过渡的斜爆震波流场来流密度/温度施加正弦扰动的数值模拟,结果表明:连续扰动削弱了爆震波生成三波点的能力,扰动波波数是控制斜爆震波振荡的重要参数,同时,斜爆震波的自适应能力使其能够削弱外部扰动的影响。HUANG 等[61]对不同活化能下具有平滑过渡、突跃过渡和弱爆震结构的爆震波开展二维数值模拟,研究化学反应活化能对斜爆震波燃烧流场的影响,将理论分析得到的反应区长度与数值模拟结果进行对比发现,沿楔面流动采用等压燃烧假设比等容燃烧假设更为合理。YAO 等[62]通过求解欧拉方程,研究了有限长楔面后部膨胀波对斜爆震波驻定的影响,其结果表明随来流马赫数提高,对膨胀波影响增大,膨胀波通过降低斜爆震波过驱动度使得总压损失减小。GUO 等[63]通过数值求解二维欧拉方程对比了具有 9 组分 19 步和 9 组分 34 步 H_2/O_2 化学反应机理下斜爆震波结构差异,发现斜爆震波的驻定速度与化学反应放热速率(the exothermic rate)成正比,HO_2 自由基最先出现在诱导区内,H_2O_2 在起爆和加速放热过程中其主要作用。TENG 等[64]针对马赫数 7~8 应用场景下斜爆震波驻定流场开展数值研究,结果表明爆震波的驻定取决于来流马赫数(M_1)和飞行高度(H_0),降低燃料当量比使得非定常斜爆震波重新驻定。

QIN 等[65]对常规楔面结构加以改进,在短斜劈后面加一个可移动的类凹腔结构,无黏假设下的数值模拟结果表明:斜劈-台阶起爆缩短了斜爆震波诱导区长度,其整个过程可分为压缩-膨胀-压缩 3 个阶段,起爆位置随台阶位置移动而改变,故可通过调节台阶位置和角度以实现斜爆震波的主动调控。GUO 等[66]通过数值模拟研究了水蒸气对 $H_2/O_2/Ar$ 驻定斜爆震波流场的影响,发现在一定质量流量的水蒸气影响下,斜爆震波仍可正常起爆和驻定,且不会影响过渡区结构,斜激波和爆震波角度随水蒸气来流质量流量的增加而增大,其对平滑过渡结构的斜爆震波受影响较小,更为稳定。王成等[67]通过理论分析给出了爆震波驻定的临界马赫数,并采用单步总包反应化学反应机理,分别开展有黏、无黏条件下爆震波驻定、上传的瞬态数值模拟研究。结果表明:只

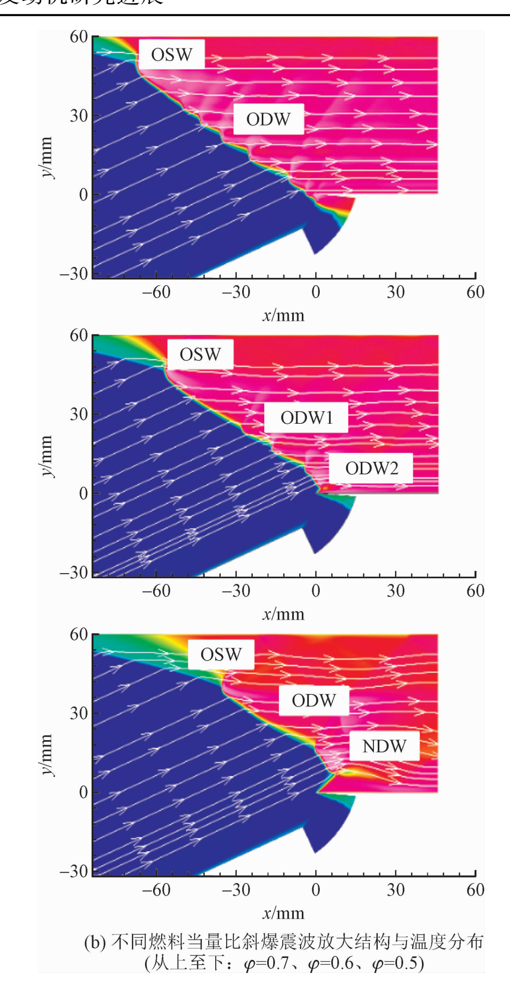
有当来流马赫数大于临界马赫数时爆震波才能驻定，否则斜爆震波将不断上传。爆震波在考虑黏性下的上传速度高于无黏情况。

除单楔面诱导的爆震波基本结构外，针对传统单楔面对来流条件要求苛刻的问题，韩信等[68]提出一种利用楔面鼓包强制起爆方法，并通过数值求解二维多组分欧拉方程验证其对煤油燃料起爆的促进作用。XIANG 等[69]通过数值模拟并考虑流体黏性影响分析鼓包诱导爆震波的波面结构。结果表明：随着鼓包半径增大，诱导区长度变短，在黏性作用下流场出现涡结构和流动分离使得斜爆震波结构更为复杂。QIN 等[70]在楔面末端以下喷注平行同向热射流的方式调控斜爆震波流场结构并通过数值模拟验证。LI 等[71]采用热射流主动调控方法，即在楔面上诱导区末端位置喷注热射流形成气动楔面诱发起爆和驻定，并发现通过调整射流的喷注位置和强度可对斜爆震波进行调控。WANG 等[72]采用 LI 等[71]相同方法证实热射流对爆震波起爆的促进作用。

针对实际飞行来流下预混燃料在燃烧室受限空间内的点火起爆过程，西安交通大学杜鹏、薛瑞等[11]采用 11 组分、10 反应步的煤油/氧气化学反应动力学模型，对不同来流马赫数及燃料当量比喷注条件下的斜爆轰燃烧室进行数值研究，获得其对燃烧室内起爆驻定、爆轰波波面结构及推进性能的影响规律(图 15)。



(a) 不同燃料当量比数值纹影(从上至下：φ=0.7、φ=0.6、φ=0.5)



(b) 不同燃料当量比斜爆震波放大结构与温度分布(从上至下：φ=0.7、φ=0.6、φ=0.5)

图 15　斜爆震波数值计算[11]

Fig. 15　Numerical calculation of oblique detonation wave[11]

研究结果表明：燃烧室入口马赫数为 4.3 时，超声速来流与壁面边界层的作用加速了点火起爆过程，爆轰波在短时间内完成驻定，随着来流速度增大，爆轰波驻定位置逐渐向下游移动。爆轰波与边界层相互作用产生的分离泡内的燃烧产物含量远低于核心区，造成爆轰波贯穿跨度减小；燃料当量比会显著影响爆轰波波面结构，减小当量比使得斜爆轰波稳定性降低，使得原先光滑的波面转变为“锯齿”状结构，具有这种不稳定的“锯齿”爆轰波流场会显著降低发动机推进性能。

3　斜爆震发动机研究现状

爆震燃烧是一种典型的增压燃烧模式，将斜爆震燃烧应用于高超声速推进早在 20 世纪 40 年代就已提出[73]。目前，按照燃料喷注位置的不同可将斜爆震发动机分为两种形式，即内喷式和外喷式，其概念模型如图 16 所示。外喷式斜爆震发动机指的是

燃料喷注位置在进气道,其优点是燃料和来流空气掺混距离更长,掺混效果更好,但也会造成一定程度的燃料浪费,并可能在一定程度上破坏进气道部件的有效工作;相比于外喷式,内喷式在相对更为狭小的空间内完成燃料混合,其燃料/空气混合均匀程度降低,且其可能造成燃料在高温边界层内提前点火燃烧。因此,内喷式斜爆震发动机更适合选择自点火温度较高、点火延迟时间较长的燃料。

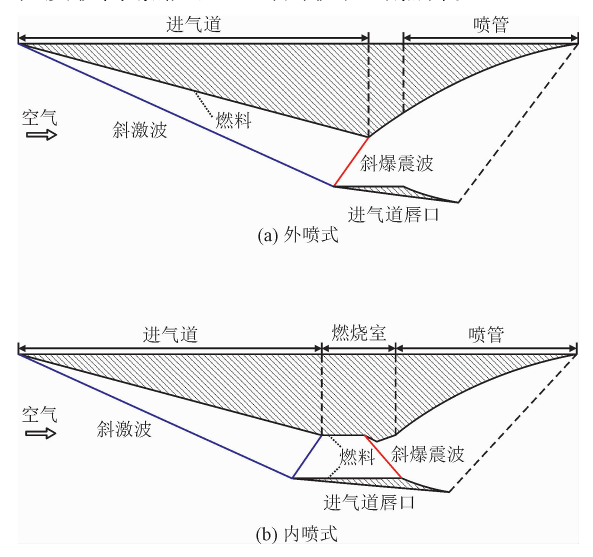


图16 斜爆震发动机典型结构

Fig. 16 Typical structure of oblique detonation engine

斜爆震发动机理论分析方面,1991年,MENEES等[74]对单级入轨飞行器整体推进性能进行理论分析,对几种碳氢燃料的斜爆震发动机与超燃冲压发动机进行对比,研究发现在高马赫数飞行应用场景下,斜爆震发动机表现出更好的推进性能。王爱峰[75]对斜爆震发动机工作全过程(进气压缩、燃料掺混、燃烧和膨胀做功)进行数学建模分析,研究不同飞行马赫数、进气道压缩角、楔面角度等参数变化,也证明了在相同条件下斜爆震发动机表现性能更优。杨鹏飞等[76]建立了斜爆震发动机准一维模型并分析其性能,结果表明处于CJ状态的爆震波具有更高的比冲,影响该发动机比冲的主要因素是来流马赫数和尾喷管膨胀面积。马凯夫等[77]通过CJ爆震理论给出了高马赫数超燃冲压发动机和斜爆震发动机的气动设计原则。此外,针对飞行马赫数9应用场景提出一种二维斜爆震发动机模型并进行数值模拟。

XIANG等[78]提出一种对称双楔面斜爆震燃烧组织方式,并得到两种典型流场结构,即马赫作用和正则作用。当两道斜爆震波相交时形成马赫作用,马赫杆的长度随着上下楔面的垂直距离增加而增大;当没有形成斜激波时发生正则作用,相比于单楔面诱导的斜爆震波流场,双楔爆震波诱导区温度更高,长度更短。ZHANG等[79]对H_2燃料斜爆震发动机燃烧室内爆震波不同反射位置下波面驻定流场及燃烧特性开展数值模拟研究,在不同的爆震波反射位置工况下均实现了驻定,并通过形成气动收敛-发散喷管产生驻定的过驱动正爆震波结构,发散段使得正爆震波后面的亚声速流场被加速到超声速以防止下游扰动向上游传播。

ALEXANDER等[80]提出一种以H_2为燃料的激波诱导燃烧发动机并进行数值模拟研究,燃料喷注采用交错悬臂的方式,在有限空间内形成了驻定的斜爆震波。此外,他们在计算发动机推力性能时考虑了燃料喷注动量在推力方向上的增益,得到的比冲为683 s。相比于无限长楔面上驻定斜爆震波流场的研究,针对斜爆震发动机的研究须考虑斜爆震波在受限空间内的驻定及燃烧组织。

杜磊等[81]选取马赫数10、具有曲面压缩段的斜爆震发动机进气道进行数值模拟,重点研究壁面温度对斜爆震发动机进气道的影响。结果表明:增加壁面温度有利于延缓层流转捩,转捩、湍流状态下进气道出口边界层较厚,约为相同壁温条件下层流状态的3倍。边靖等[82]针对飞行马赫数8~10,通过数值模拟对比了两道等强激波以及斜激波-等熵两种不同前体压缩方式的进气道所对应的发动机内斜爆震波结构及总压损失的影响。结果表明:前体压缩方式会影响斜爆震波过渡区结构,等强激波压缩下温升更高,对应的斜爆震波点火起爆距离更短,有利于减小发动机尺寸。同时,相比于斜激波-等熵压缩,等强激波压缩具有更大的燃烧总压恢复系数,但其燃烧室出口截面的绝对总压较小。陈嘉豪等[83]针对马赫数10高超声速飞行器,基于H_2与空气预混来流,对斜爆震发动机二维一体化模型开展数值模拟,得到来流参数与构型匹配对爆震燃烧组织的初步调控规律。QIN等[84]建立类似两级压缩进气道的楔面配置来诱导斜爆震波,其中大角度楔面用于主动控制斜爆震波,并通过数值求解二维欧拉方程加以验证,结果表明该楔面配置可以在较小总压损失下实现爆震波驻定,增大二级楔面锥角将减小斜爆震波诱导区长度,二级楔面角度的调整取决于不同来流马赫数下作用在该斜劈上的力,当增大来流马赫数时,为更好稳定斜爆震波,需减小二级楔面

角度。

由于高马赫数来流所带来的复现高总温、总压难题，针对高马赫数斜爆震的实验研究较少。ZHANG 等[85]以 H_2 为燃料，在中国科学院力学研究所 JF-12 激波风洞开展斜爆震燃烧原理(图 17)实验研究，采用压缩段平行支板喷注燃料的方式，在燃烧室捕捉到了驻定的斜爆震波，如图 18 所示。公开的两次实验结果捕捉到了强爆震和弱爆震模式，证明实现斜爆震波起爆及驻定的可行性。

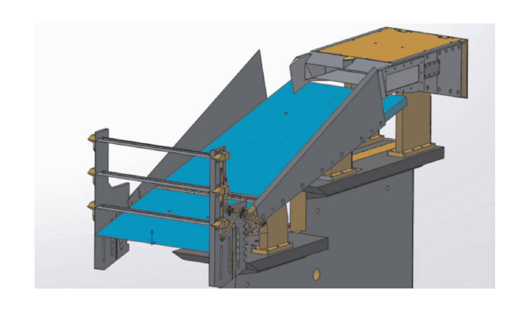
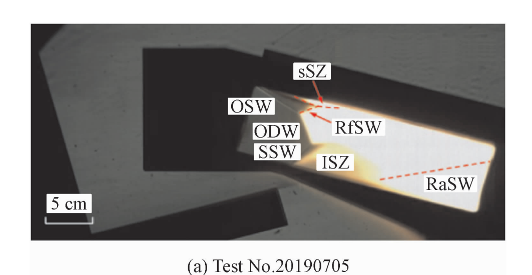
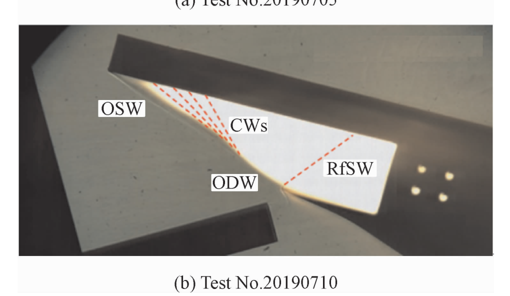


图 17　斜爆震发动机实验模型示意图[85]

Fig. 17　Schematic diagram of oblique detonation engine experimental model[85]



(a) Test No.20190705



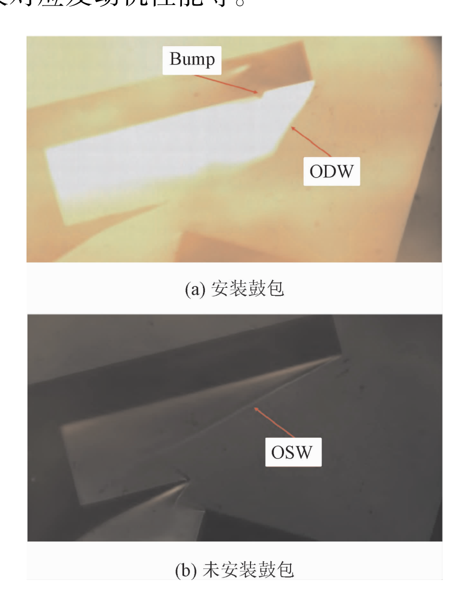
(b) Test No.20190710

图 18　强、弱两类斜爆震燃烧模式[85]

Fig. 18　Strong and weak oblique detonation combustion modes[85]

韩信等[86]进一步在 JF-12 激波风洞开展马赫数 9 冷态 RP-3 航空煤油斜爆震发动机自由射流实验研究。针对 RP-3 煤油燃料点火延迟时间长的自身特点，应用鼓包强制起爆技术，获得了驻定的爆震波流场结构(图 19)。

西安交通大学 DU 等[87]提出了一种燃烧室内喷式斜爆震发动机全流道构型，该构型包含进气道、燃烧室和尾喷管 3 大部件。图 20 为以马赫数 10、30 km为设计点所设计的基于斜爆震的发动机全流道构型，并充分研究了不同燃料喷注当量比及飞行马赫数下的激波系、燃料掺混、斜爆震波起爆及其驻定以及对应发动机性能等。



(a) 安装鼓包

(b) 未安装鼓包

图 19　两次实验中斜爆震发动机燃烧室模型高速摄影照片[86]

Fig. 19　High-speed photographs of oblique detonation engine combustion chamber models in two tests[86]

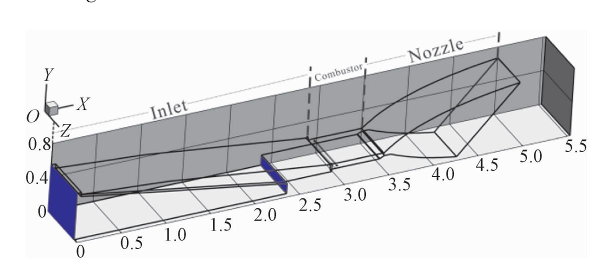


图 20　斜爆震发动机一体化内流道设计[87]

Fig. 20　Integrated inner channel design of oblique detonation engine[87]

图 21 是当喷注燃料当量比为 0.8 时所对应的流道内的燃料分布与压强分布。可以看出，通过吸除及相应的混合段设计，燃料/空气在达到斜劈段前实现了较好的掺混且未造成燃料卷入高温边界层所带来的提前燃烧。中心支板及壁面燃料喷注所诱导的激波在燃烧室壁面不断反射，燃料与空气在此波系所构成的流道中不断增压、增温掺混。

图 22 为燃烧室楔面附近不同展向位置截面的温度分布。整个斜爆震波呈三维结构，越靠近展向侧壁面，爆震波的角度越大，燃烧最高温度出现在中心对称截面爆震波后。结合爆震波理论极曲线分析

可知,在此楔面来流下的理论爆震波角度为 46.9°。而数值模拟所得的爆震波角为 47.5°,考虑到所采用的实际非预混所带来的燃料非完全预混以及爆震波的三维特征,其与理论爆震角的误差较小。

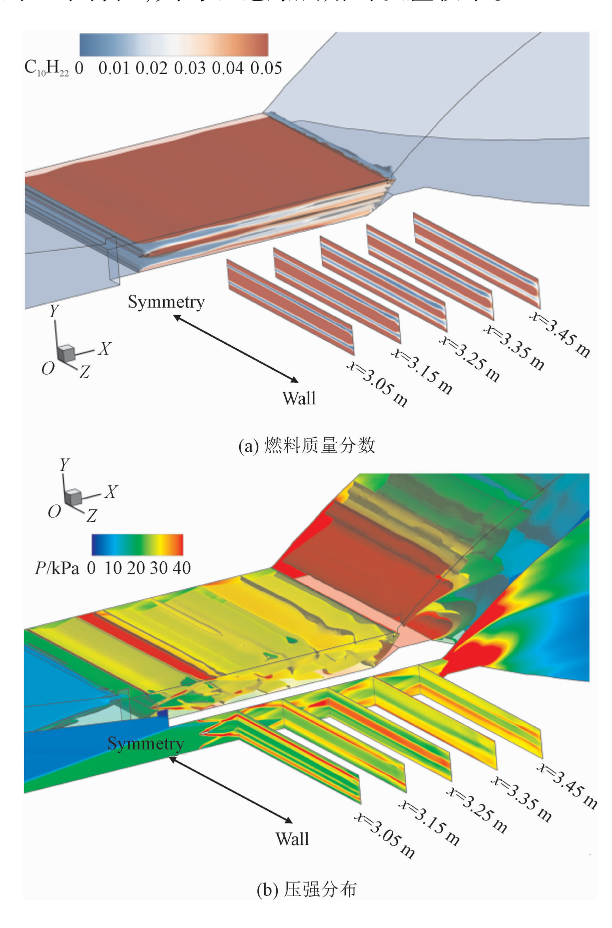


图 21 燃料及压强分布(当量比 0.8)[87]

Fig. 21 Fuel and pressure distribution (equivalent ratio 0.8)[87]

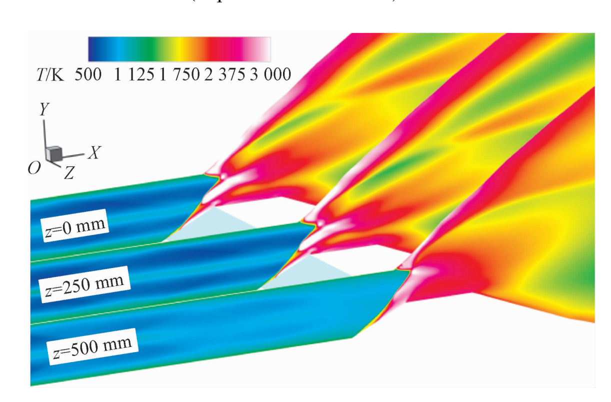


图 22 燃烧室楔面处爆震波温度分布(当量比 0.8)[87]

Fig. 22 Temperature distribution of detonation wave at wedge surface of combustion chamber (equivalent ratio 0.8)[87]

表 1 为不同当量比所对应的爆震波角的理论与数值计算值对比,可以看出在相同楔角下爆震波角随着燃料当量比增大而增加,数值模拟所得爆震波角与理论值吻合较好。

表 1 理论与数值计算值对比

Tab. 1 Comparison of theoretical and numerical values

工况	$\varphi=1.2$	$\varphi=0.8$	$\varphi=0.6$
数值计算结果/(°)	50.3	47.5	41.8
理论计算结果/(°)	52.5	47.1	42.7
误差/(°)	2.2	0.4	0.9

图 23 与图 24 为当燃料当量比增大到 1.2 时斜劈附近沿展向不同截面爆震波所对应的温度和压力分布。

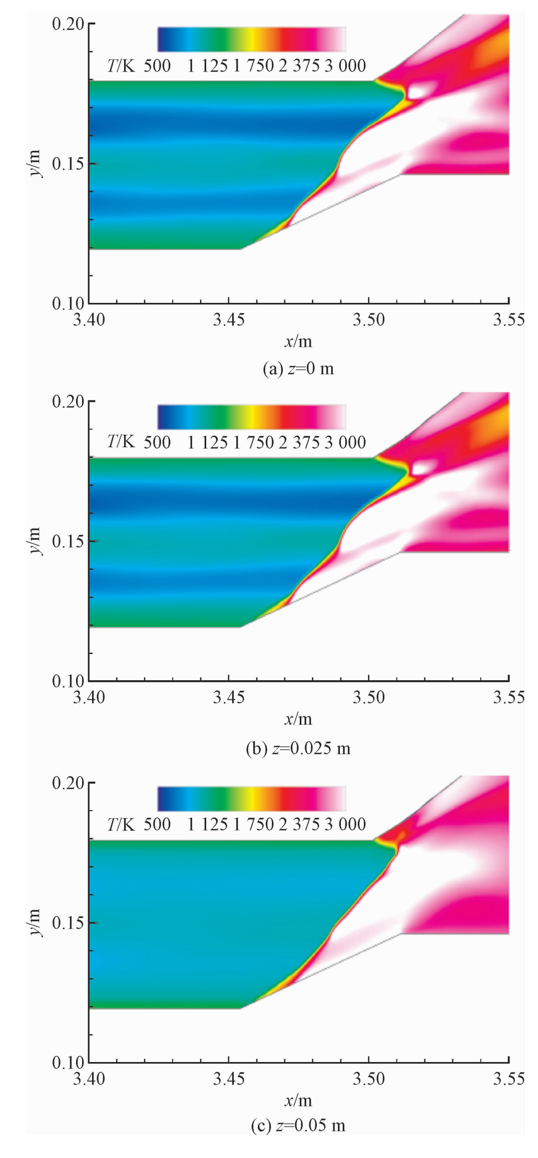


图 23 燃烧室楔面处爆震波温度分布(当量比 1.2)[87]

Fig. 23 Temperature distribution of detonation wave at wedge surface of combustion chamber (equivalent ratio 1.2)[87]

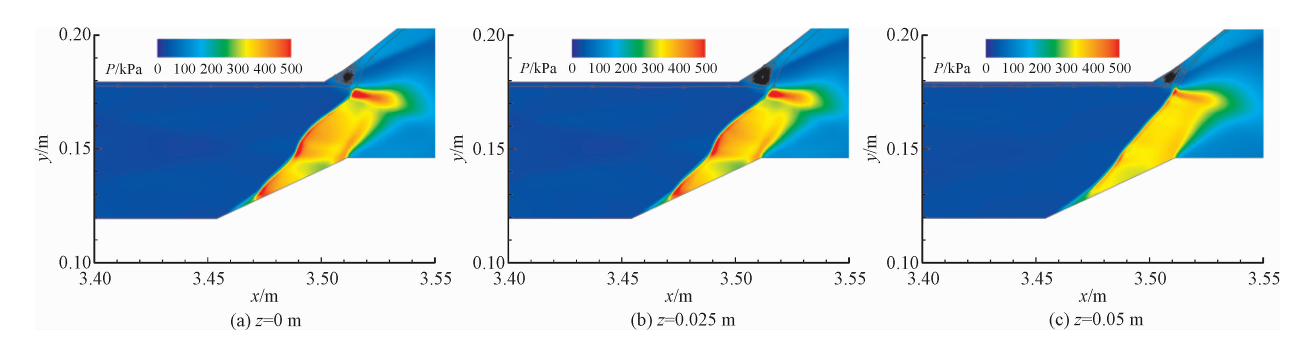


图 24　燃烧室楔面处爆震波压强分布(当量比 1.2)[87]

Fig. 24　Pressure distribution of detonation wave at wedge surface of combustion chamber (equivalent ratio 1.2)[87]

相对于 0.8 当量比工况,爆震波后的温度更为均匀而喷管上壁面分离区的温度与尺度则有所减少,表明此时靠近壁面的燃料更多地参与爆震燃烧。沿流道高度方向的整个爆震波面,局部的拟正爆震波减少,且越靠近壁面整体的斜爆震波模式更为明显。

图 25 与图 26 为当燃料当量比由 0.8 减小到 0.6 时斜劈附近沿展向不同截面爆震波所对应的温度和压力分布。此时喷管上壁面回流区尺度增大,且波的角度减小,且整个波并未与上壁面相交,进而使得波后温度不均匀程度增大。

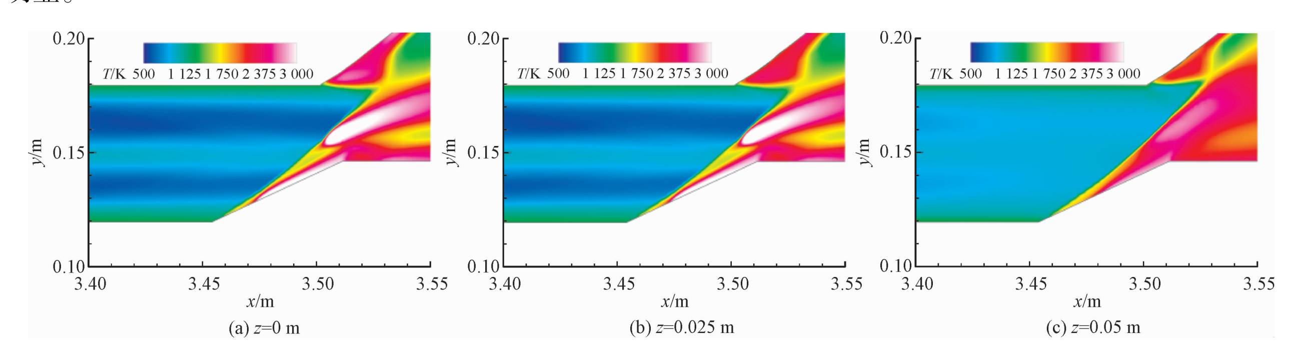


图 25　燃烧室楔面处爆震波温度分布(当量比 0.6)[87]

Fig. 25　Temperature distribution of detonation wave at wedge surface of combustion chamber (equivalent ratio 0.6)[87]

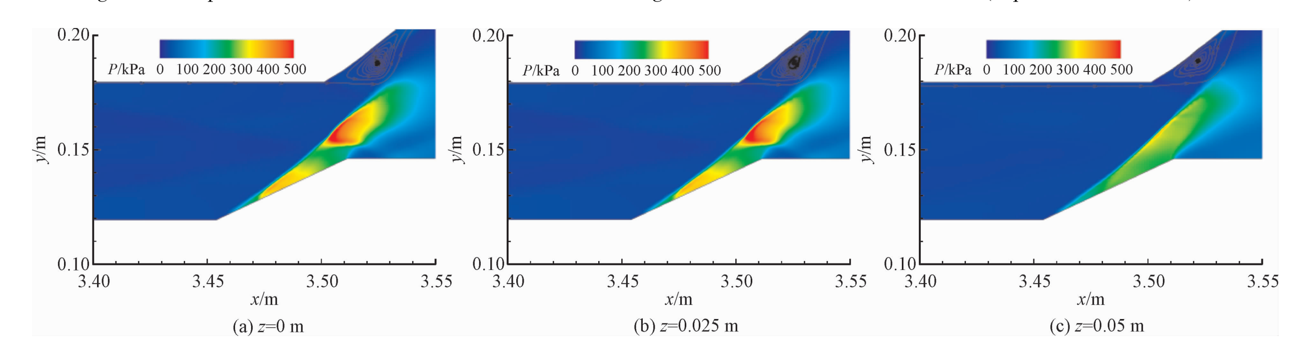


图 26　燃烧室楔面处爆震波压强分布(当量比 0.6)[87]

Fig. 26　Pressure distribution of detonation wave at wedge surface of combustion chamber (equivalent ratio 0.6)[87]

随后,对不同飞行速度下流场特征与性能变化开展研究。图 27 和图 28 分别为以马赫数 9(H = 30 km)和马赫数 8 (H = 28 km)来流时楔面不同截面所对应温度与压强分布。随着来流马赫数降低,爆震波后的温度沿流道高度方向的不均匀性增大,靠近楔面边界层的高温区减小而近上壁面高温区增大。

表 2 展示了不同飞行马赫数下整个发动机包含流道摩擦阻力、燃料喷注以及壁面推力积分所对应的发动机比冲对比,可以看出,随着飞行马赫数提升,发动机比冲逐渐减小,在马赫数 8 下达到最大值为 715.4 s,相较于目前超燃冲压发动机在同样来流条件下比冲性能有所提升。

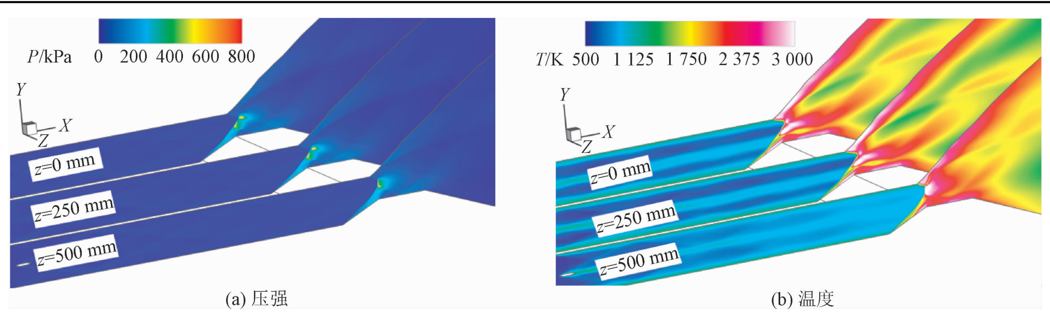


图 27 燃烧室楔面处爆震波压强与温度分布(马赫数 9)[87]

Fig. 27 Pressure and temperature distribution of detonation wave at wedge surface of combustion chamber (*Ma* 9)[87]

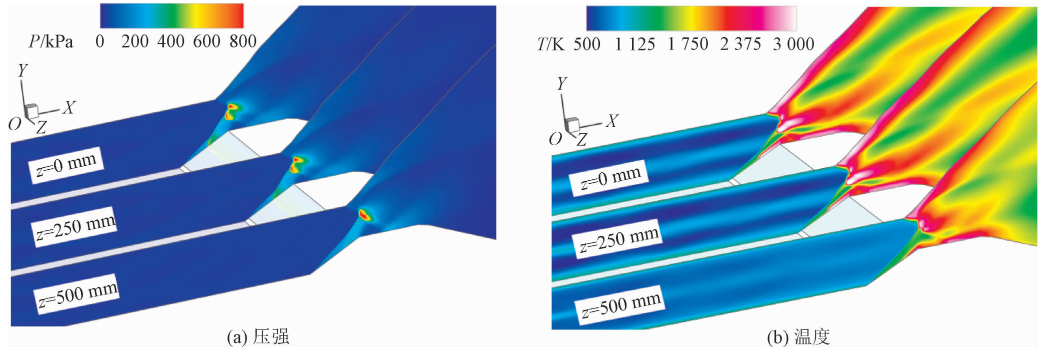


图 28 燃烧室楔面处爆震波压强与温度分布(马赫数 8)[87]

Fig. 28 Pressure and temperature distribution of detonation wave at wedge surface of combustion chamber (*Ma* 8)[87]

表 2 不同飞行马赫数下发动机比冲对比[87]

Tab. 2 Comparison of engine specific impulse at different flight Mach numbers[87]

M_1	马赫数 8	马赫数 9	马赫数 10
H/km	27	30	30
I_{wall}/s	632.8	513.8	383.2
$I_{injection}$/s	86.7	86.7	86.1
I_{total}/s	715.4	513.8	469.3

4 结 论

斜爆震作为一种集中释热的高马赫数燃烧形式,能够显著缩短燃烧室长度,减少释热面积,是高马赫数飞行器极具潜力的吸气式动力方案。其中,斜爆震发动机内流道各部件的匹配设计、燃料喷注-混合、斜爆震波的起爆与驻定等是斜爆震发动机研制的关键技术。由于斜爆震现象及波面结构复杂,爆震波驻定及其稳定燃烧机制未有效揭示以及高马赫数地面实验模拟困难等问题,斜爆震发动机目前仍处于基础研究阶段,其技术成熟度较低。建议从以下几个方面研究着手,推动斜爆震发动机工程应用研制。

1)目前对于斜爆震燃烧的数值模拟大多采用 RANS 方法求解。实际上在斜爆震发动机中,其燃烧流动为超高速、高压的极端状态,其相应的湍流及燃烧等高精度模型匮乏,进而限制了其捕捉精确现象及数据,精确模型的取得还有赖于大量高精度实验与理论的不断开展,在现有研究水平条件下,后续考虑使用 LES 方法或 LES/RANS 方法进行初步精细化流场模拟是了解斜爆震燃烧的可行路径。

2)斜爆震发动机的结构优势是结构简单、尺寸小以及可以为飞行器轻量化做出贡献。因此后续可以考虑飞行器/发动机一体化设计以加速其工程应用。

3)作为一种适用于高超声速的新型推进技术,为推进工程化应用,需考虑真实飞行条件下的地面风洞实验以及飞行实验。进一步地,对其在更宽速域下的应用场景考虑匹配相应的组合推进技术以最大化发挥爆震燃烧的明显优势。

4)在工程应用基础研究上,需围绕适用于斜爆震发动机多流量调节的燃料(液/液、液/气、固体/气)喷注-掺混系统、液体/固体(粉末)燃料斜爆震起爆与稳定燃烧、斜爆震波在受限空间内的传播与关键影响因素、斜爆震燃烧室构型优化设计方法、斜爆震发动机燃烧室-尾喷管匹配设计方法这 5 个方面进行深入研究,以加速斜爆震发动机的工程研制。

参考文献:

[1] TSIEN H S. Similarity laws of hypersonic flows[J]. Journal of mathematics and physics,1946,25(1/2/3/4):247-251.

[2] 俞刚,范学军. 超声速燃烧与高超声速推进[J]. 力学进展,2013,43(5):449-472.
YU Gang,FAN Xuejun. Supersonic combustion and hypersonic propulsion[J]. Advances in mechanics,2013,43(5):449-472(in Chinese).

[3] KELLY H N,BLOSSER M L. Active cooling from the sixties to NASP[R]. (1994-07-01)[2023-08-10]. https://ntrs.nasa.gov/citations/19940033030.

[4] BERRY S A,AUSLENDER A H,DILLEY A D,et al. Hypersonic boundary-layer trip development for hyper-X[J]. Journal of spacecraft and rockets,2001,38(6):853-864.

[5] STEELANT J. Achievements obtained for sustained hypersonic flight within the LAPCAT project[C]//15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston,VA,USA:AIAA,2008:AIAA 2008-2578.

[6] TURNER J,HÖRSCHGEN M,JUNG W,et al. SHEFEX-hypersonic re-entry flight experiment vehicle and subsystem design,flight performance and prospects[C]//14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, VA, USA:AIAA,2006:AIAA 2006-8115.

[7] KINSTLE M F,KINSTLE R M. Flight trajectory of the german V-2 rocket:investigation through a STEM project[C]//2018 AIAA SPACE and Astronautics Forum and Exposition. Reston,VA,USA:AIAA,2018:AIAA 2018-5158.

[8] MCCLINTON C R,RAUSCH V L,NGUYEN L T,et al. Preliminary X-43 flight test results[J]. Acta astronautica,2005,57(2/3/4/5/6/7/8):266-276.

[9] MURRAY A P,SMITH T L,PITTMAN E D,et al. Frequency and spark timing effects on thrust for pulse detonation engine[J]. Journal of propulsion and power,2021,37(2):242-251.

[10] YOKOO R,GOTO K,KIM J,et al. Propulsion performance of cylindrical rotating detonation engine[J]. AIAA journal,2020,58(12):5107-5116.

[11] 杜鹏,薛瑞,王晨,等. 基于煤油燃料的斜爆轰发动机性能数值模拟[J]. 航空动力学报,2023,38(10):2349-2359.
DU Peng,XUE Rui,WANG Chen,et al. Numerical simulation of oblique detonation engine performance based on kerosene fuel[J]. Journal of aerospace power,2023,38(10):2349-2359(in Chinese).

[12] 黄玥. 脉冲爆震发动机微小型化研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2012.

[13] MALLARD E,CHATELIER H L. Thermal model for flame progagation[J]. Annales des mines,1883,4:379-568.

[14] LEE J H S. The detonation phenomenon[M]. Cambridge:Cambridge University Press,2008.

[15] NOBLE A,ABEL F A. VIII. Researches on explosives. No. II.—fired gunpowder[J]. Philosophical Transactions of the Royal Society of London,1880,171:203-279.

[16] 魏昊晋. 铝纳米粉尘爆炸及其抑制技术研究[D]. 徐州:中国矿业大学,2010.

[17] ORAN E S,GAMEZO V N. Origins of the deflagration-to-detonation transition in gas-phase combustion[J]. Combustion and flame,2007,148(1/2):4-47.

[18] KARANAM A,SHARMA P K,GANJU S. Numerical simulation and validation of flame acceleration and DDT in hydrogen air mixtures[J]. International journal of hydrogen energy,2018,43(36):17492-17504.

[19] YANG Z X,YE Y,HUO J P,et al. Experimental investigation on the DDT run-up distance and propagation characteristics of detonation wave in a millimeter-scale spiral channel filled with hydrogen-air mixture[J]. International journal of hydrogen energy,2024,51:713-726.

[20] POWERS J M,GONTHIER K A. Reaction zone structure for strong,weak overdriven,and weak underdriven oblique detonations[J]. Physics of fluids a:fluid dynamics,1992,4(9):2082-2089.

[21] LEE J H S. Dynamic parameters of gaseous detonations[J]. Annual review of fluid mechanics,1984,16(1):311-336.

[22] XIAO Q,RADULESCU M I. Dynamics of hydrogen-oxygen-argon cellular detonations with a constant mean lateral strain rate[J]. Combustion and flame,2020,215:437-457.

[23] PINTGEN F,AUSTIN J M,SHEPHERD J E. Detonation front structure:variety and characterization[M]//Confined Detonations and Pulse Detonation Engines. Moscow:Torus-Press,2003:105-116.

[24] PRATT D T,HUMPHREY J W,GLENN D E. Morphology of standing oblique detonation waves[J]. Journal of propulsion and power,1991,7(5):837-845.

[25] ZHANG Z J,WEN C,ZHANG W S,et al. A theoretical method for solving shock relations coupled with chemical equilibrium and its applications[J]. Chinese journal of aeronautics,2022,35(6):47-62.

[26] GUO H B,ZHAO N B,YANG H L,et al. Analysis on stationary window of oblique detonation wave in methane-air mixture[J]. Aerospace science and technology,2021,118:107038.

[27] 伍智超,郭印诚. 氢-空气斜爆震波的极曲线分析[J]. 工程热物理学报,2012,33(9):1631-1634.
WU Zhichao,GUO Yincheng. Analysis of morphology of oblique detonation wave in H_2-air mixture[J]. Journal of engineering thermophysics,2012,33(9):1631-1634(in Chinese).

[28] 张镭潆,归明月,张雨桐,等. 考虑平衡气体效应的斜爆轰波驻定窗口的研究[J]. 弹道学报,2021,33(4):40-44.
ZHANG Leiying,GUI Mingyue,ZHANG Yutong,et al. Analysis of standing window of oblique detonation wave considering equilibrium gas effect[J]. Journal of ballistics,2021,33(4):40-44(in Chinese).

[29] 崔皓. Taylor 波对斜劈诱导的斜爆轰波驻定窗口的数值研究[D]. 南京:南京理工大学,2020.

[30] GHORBANIAN K,STERLING J D. Influence of formation processes on oblique detonation wave stabilization[J]. Journal of propulsion and power,1996,12(3):509-517.

[31] LI C P,KAILASANATH K,ORAN E S. Detonation structures behind oblique shocks[J]. Physics of fluids,1994,6(4):1600-1611.

[32] VIGUIER C,SILVA L F F D,DESBORDES D,et al. Onset of oblique detonation waves:comparison between experimental and numerical results for hydrogen-air mixtures[J]. Symposium (interna-

tional) on combustion,1996,26(2):3023-3031.

[33] LEHR H F. Experiments on shock-induced combustion[J]. Astronautica acta,1972,17(4):589-597.

[34] LEE J H S. Initiation of detonation by a hypervelocity projectile [M]//MERZHANOV A G,SIRIGNANO W A,DE LUCA L. Progress in Astronautics and Aeronautics. Reston,VA,USA:AIAA, 1997:293-310.

[35] VASILJEV A A. Initiation of gaseous detonation by a high speed body[J]. Shock waves,1994,3(4):321-326.

[36] HIGGINS A J,BRUCKNER A P. Experimental investigation of detonation initiation by hypervelocity blunt projectiles[C]//34th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston,VA,USA:AIAA, 1996:AIAA 1996-342.

[37] JU Y G,MASUYA G,SASOH A. Numerical and theoretical studies on detonation initiation by a supersonic projectile[J]. Symposium (international) on combustion,1998,27(2):2225-2231.

[38] VERREAULT J,HIGGINS A J. Initiation of detonation by conical projectiles[J]. Proceedings of the combustion institute,2011,33 (2):2311-2318.

[39] KASAHARA J,ARAI T,CHIBA S,et al. Criticality for stabilized oblique detonation waves around spherical bodies in acetylene/oxygen/krypton mixtures[J]. Proceedings of the combustion institute, 2002,29(2):2817-2824.

[40] 尚甲豪,胡国暾,汪球,等.高速弹丸诱导斜爆轰激波结构实验研究[J].力学学报,2023,55(2):309-317.
SHANG Jiahao,HU Guotun,WANG Qiu,et al. Experiment investigation of oblique detonation wave structure induced by hypersonic projectiles[J]. Chinese journal of theoretical and applied mechanics,2023,55(2):309-317(in Chinese).

[41] MAEDA S,KASAHARA J,MATSUO A. Oblique detonation wave stability around a spherical projectile by a high time resolution optical observation [J]. Combustion and flame, 2012, 159 (2): 887-896.

[42] RUBINS P M,RHODES R P Jr. Shock-induced combustion with oblique shocks- comparison of experiment and kinetic calculations [J]. AIAA journal,1963,1(12):2778-2784.

[43] STERLING J D,CUMMINGS E B,GHORBANIAN K,et al. Oblique detonation wave studies in the Caltech T-5 shock tunnel facility[C]//8th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston,VA,USA:AIAA,1998: AIAA 1998-1561.

[44] CHEN S,MA H. Study of direct-link test of oblique detonation engine [J]. Journal of physics: conference series, 2022, 2235 (1):012097.

[45] ROSATO D A,THORNTON M,SOSA J,et al. Stabilized detonation for hypersonic propulsion[J]. Proceedings of the national academy of sciences,2021,118(20):e2102244118.

[46] 刘彧,肖保国,王兰,等.封闭空间中斜爆震驻定稳定性增强方法及其试验验证[J].实验流体力学,2021,35(1):109-116.
LIU Yu,XIAO Baoguo,WANG Lan,et al. Standing stability enhancement method of oblique detonation waves in a confined space and its experimental validation[J]. Journal of experiments in fluid mechanics,2021,35(1):109-116(in Chinese).

[47] VERAAR R G,MAYER A E H J,VERREAULT J,et al. Proof-of-principle experiment of a shock-induced combustion ramjet[C]// 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston,VA,USA:AIAA, 2009:AIAA 2009-7432.

[48] KUDO Y,NAGURA Y,KASAHARA J,et al. Oblique detonation waves stabilized in rectangular-cross-section bent tubes[J]. Proceedings of the combustion institute,2011,33(2):2319-2326.

[49] IWATA K,HANYU N,MAEDA S,et al. Experimental visualization of sphere-induced oblique detonation in a non-uniform mixture[J]. Combustion and flame,2022,244:112253.

[50] THORNTON M R,ROSATO D A,AHMED K A. Experimental study of oblique detonation waves with varied ramp geometries [C]//AIAA SCITECH 2022 Forum. Reston,VA,USA:AIAA, 2022:AIAA 2022-1753.

[51] 林志勇.高静温超声速预混气爆震起爆与发展过程机理研究[D].长沙:国防科学技术大学,2008.

[52] 韩旭.超声速预混气中爆震波起爆与传播机理研究[D].长沙:国防科学技术大学,2013.

[53] LEFEBVRE M H,FUJIWARA T. Numerical modeling of combustion processes induced by a supersonic conical blunt body[J]. Combustion and flame,1995,100(1/2):85-93.

[54] 周平,范宝春,归明月.可燃介质中飞行圆球诱导斜爆轰的流场结构[J].爆炸与冲击,2012,32(3):278-282.
ZHOU Ping,FAN Baochun,GUI Mingyue. Flow pattern of oblique detonation induced bya hypervelocity ball in combustible gas[J]. Explosion and shock waves,2012,32(3):278-282(in Chinese).

[55] GUO H B,YANG H L,ZHAO N B,et al. Influence of incoming flow velocity and mixture equivalence ratio on oblique detonation characteristics [J]. Aerospace science and technology, 2021, 119:107088.

[56] MIAO S K,ZHOU J,LIN Z Y,et al. Numerical study on thermodynamic efficiency and stability of oblique detonation waves[J]. AIAA journal,2018,56(8):3112-3122.

[57] WANG A F,ZHAO W,JIANG Z L. The criterion of the existence or inexistence of transverse shock wave at wedge supported oblique detonation wave [J]. Acta mechanica Sinica, 2011, 27 (5): 611-619.

[58] QIN Q Y,ZHANG X B. Study on the transition patterns of the oblique detonation wave with varying temperature of the hydrogen-air mixture[J]. Fuel,2020,274:117827.

[59] SHI X X,XIE H P,ZHOU L,et al. A theoretical criterion on the initiation type of oblique detonation waves[J]. Acta astronautica, 2022,190:342-348.

[60] YANG P F,NG H D,TENG H H. Numerical study of wedge-induced oblique detonations in unsteady flow[J]. Journal of fluid mechanics,2019,876:264-287.

[61] HUANG Y,LUAN Z Y,LI Z M,et al. Study on the flow characteristics in the non-detonation reaction zones of wedge-induced oblique detonation transitions[J]. Aerospace science and technology, 2022,120:107282.

[62] YAO K P,WANG C,JIANG Z L. A numerical study of oblique detonation re-stabilization by expansion waves[J]. Aerospace science

and technology,2022,122:107409.

[63] GUO H B,JIA X B,ZHAO N B,et al. The formation and development of oblique detonation wave with different chemical reaction models[J]. Aerospace science and technology,2021,117:106964.

[64] TENG H H,BIAN J,ZHOU L,et al. A numerical investigation of oblique detonation waves in hydrogen-air mixtures at low Mach numbers[J]. International journal of hydrogen energy,2021,46(18):10984-10994.

[65] QIN Q Y,ZHANG X B. A novel method for trigger location control of the oblique detonation wave by a modified wedge[J]. Combustion and flame,2018,197:65-77.

[66] GUO H B,XU Y,LI S Y,et al. On the evolutions of induction zone structure in wedge-stabilized oblique detonation with water mist flows[J]. Combustion and flame,2022,241:112122.

[67] 王成,吴京昌,韩文虎,等. 近临界马赫数条件下楔形诱导斜爆轰数值模拟[J]. 北京理工大学学报,2020,40(8):803-809.
WANG Cheng,WU Jingchang,HAN Wenhu,et al. Numerical simulation of wedge induced oblique detonation at near critical Mach number[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology,2020,40(8):803-809(in Chinese).

[68] 韩信,张文硕,张子健,等. 鼓包诱导斜爆震波的数值研究[J]. 推进技术,2022,43(5):185-196.
HAN Xin,ZHANG Wenshuo,ZHANG Zijian,et al. Numerical study of oblique detonation waves induced by a bump[J]. Journal of propulsion technology,2022,43(5):185-196(in Chinese).

[69] XIANG G X,ZHANG Y C,TU Q R,et al. The initiation characteristics of oblique detonation waves induced by a curved surface[J]. Aerospace science and technology,2022,128:107743.

[70] QIN Q Y,ZHANG X B. Study on the initiation characteristics of the oblique detonation wave by a co-flow hot jet[J]. Acta astronautica,2020,177:86-95.

[71] LI H B,LI J L,XIONG C,et al. Investigation of hot jet on active control of oblique detonation waves[J]. Chinese journal of aeronautics,2020,33(3):861-869.

[72] WANG A F,BIAN J,TENG H H. Numerical study on initiation of oblique detonation wave by hot jet[J]. Applied thermal engineering,2022,213:118679.

[73] GODDARD E C. Reaction combustion chamber for unconfined charges or detonative fuel fed intermittently to the combustion chamber:US2465525A[P]. 1949-03-29.

[74] MENEES G P,ADELMAN H G,CAMBIER J L. Analytical and experimental investigations of the oblique detonation wave engine concept[EB/OL]. (1991-02-01)[2023-08-20]. https://ntrs.nasa.gov/citations/19930023185.

[75] 王爱峰. 驻定斜爆轰的机理研究及其在高超推进中的应用探索[D]. 北京:中国科学院研究生院,2011.

[76] 杨鹏飞,张子健,杨瑞鑫,等. 斜爆轰发动机的推力性能理论分析[J]. 力学学报,2021,53(10):2853-2864.
YANG Pengfei,ZHANG Zijian,YANG Ruixin,et al. Theorical study on propulsive performance of oblique detonation engine[J]. Chinese journal of theoretical and applied mechanics,2021,53(10):2853-2864(in Chinese).

[77] 马凯夫,张子健,刘云峰,等. 斜爆轰发动机流动机理分析[J]. 气体物理,2019,4(3):1-10.
MA Kaifu,ZHANG Zijian,LIU Yunfeng,et al. Flow mechanism of oblique detonation engines[J]. Physics of gases,2019,4(3):1-10(in Chinese).

[78] XIANG G X,ZHANG Y C,GAO X,et al. Oblique detonation waves induced by two symmetrical wedges in hydrogen-air mixtures[J]. Fuel,2021,295:120615.

[79] ZHANG Z J,WEN C,ZHANG W S,et al. Formation of stabilized oblique detonation waves in a combustor[J]. Combustion and flame,2021,223:423-436.

[80] ALEXANDER D C,SISLIAN J P. Computational study of the propulsive characteristics of a shcramjet engine[J]. Journal of propulsion and power,2008,24(1):34-44.

[81] 杜磊,孙波,代春良,等. 壁面温度对斜爆震发动机进气道流动特性影响的数值研究[J]. 推进技术,2021,42(4):950-960.
DU Lei,SUN Bo,DAI Chunliang,et al. Numerical study on effects of wall temperature on flow characteristics of inlet of oblique detonation engine[J]. Journal of propulsion technology,2021,42(4):950-960(in Chinese).

[82] 边靖,周林,滕宏辉. 两种前体压缩方式对斜爆震燃烧影响的数值研究[J]. 推进技术,2021,42(4):815-825.
BIAN Jing,ZHOU Lin,TENG Honghui. Numerical study on effects of two forebody compression methods on oblique detonation combustion[J]. Journal of propulsion technology,2021,42(4):815-825(in Chinese).

[83] 陈嘉豪,张义宁,杨晖,等. 斜爆震发动机进气道与燃烧室一体化设计仿真研究[J]. 推进技术,2018,39(9):1938-1947.
CHEN Jiahao,ZHANG Yining,YANG Hui,et al. Numerical simulation on integrated design inlet and combustion chamber of oblique detonation engine[J]. Journal of propulsion technology,2018,39(9):1938-1947(in Chinese).

[84] QIN Q Y,ZHANG X B. Controllable initiation characteristics of the oblique detonation wave in a combustor with a confined cone of a novel structure[J]. Aerospace science and technology,2020,107:106267.

[85] ZHANG Z J,WEN C,YUAN C K,et al. An experimental study of formation of stabilized oblique detonation waves in a combustor[J]. Combustion and flame,2022,237:111868.

[86] 韩信,张文硕,张子健,等. RP3 航空煤油斜爆轰发动机试验研究[J/OL]. 实验流体力学:1-8[2023-09-02]. http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.5266.V.20221110.1516.002.html.
HAN Xin,ZHANG Wenshuo,ZHANG Zijian,et al. Experimental study on RP3 aviation kerosene oblique detonation engine[J/OL]. Journal of experiments in fluid mechanics:1-8[2023-09-02]. http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.5266.V.20221110.1516.002.html(in Chinese).

[87] DU P,XUE R,WU Y K,et al. Study on the flow field of a kerosene-fueled integrated inlet-combustor-nozzle oblique detonation engine[J]. Physics of fluids,2023,35(6):066127.

(编辑　黄崇亚　张璐)